

УДК 621.455

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРИКАМЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ МАЛОЙ ТЯГИ

© 2011 В. Л. Салич

ФГУП «Научно-исследовательский институт машиностроения», г. Нижняя Салда

Представлена математическая модель внутрикамерных процессов в ракетных двигателях малой тяги (РДМТ) на двухфазных компонентах топлива; приводятся результаты расчетов камеры сгорания РДМТ на компонентах газообразный кислород / этанол.

Ракетный двигатель малой тяги, камера сгорания, численное моделирование.

Важнейшей составляющей удельного импульса тяги ракетного двигателя является коэффициент расходного комплекса, показывающий полноту преобразования компонентов топлива в продукты сгорания, что обеспечивается системой подачи компонентов топлива, формирующей течение, перемешивание и взаимодействие компонентов топлива в камере сгорания. Достижение высокой полноты сгорания в ракетных двигателях малой тяги (РДМТ) осложняется характерным для таких двигателей ограниченным числом смесительных элементов (в пределе – одним) и необходимостью обеспечения допустимого температурного режима элементов конструкции за счет внутреннего охлаждения.

Появление большого числа схем организации рабочего процесса в РДМТ связано в основном с отсутствием в настоящее время надежных методов расчета процессов смешения и преобразования топлива в камерах сгорания. По этой причине при создании новых РДМТ требуется проведение дорогостоящей экспериментальной отработки, число натурных экземпляров при которой может составлять несколько десятков. В то же время в современных условиях жесткой конкуренции на мировом рынке космических услуг наряду с повышенными требованиями к техническим параметрам, предъявляются особые требования к минимизации сроков и затрат на создание ракетно-космической техники.

Поэтому необходимо создание методов и методик, позволяющих еще на ранних стадиях проектирования находить конструктор-

ские решения, обеспечивающие получение с достаточной степенью достоверности требуемые характеристики двигателей при помощи расчетно-теоретических исследований, что должно позволить исключить либо частично сократить длительный и дорогостоящий этап сравнительных испытаний.

Современное развитие вычислительной гидрогазодинамики позволяет успешно применять численное моделирование при отработке камер жидкостных ракетных двигателей, газотурбинных двигателей, газовых горелок и других энергетических установок. Примером успешного применения численного моделирования при отработке камер РДМТ на газообразных компонентах топлива являются работы [1,2].

Преимуществом численного моделирования по сравнению с соответствующим экспериментальным исследованием является то, что численное решение задачи дает подробную и полную информацию. С его помощью можно найти значения всех имеющихся переменных во всей области решения. Кроме того, визуальное представление происходящих в камере процессов позволяет оперативно выявлять недостатки и разрабатывать пути их устранения при дальнейшем проектировании.

В продолжение работ, результаты которых приведены, например в [2], разрабатываются математические модели и методики моделирования применительно для РДМТ на двухфазных компонентах, например $O_2^{газ} + \text{этанол}$, $O_2^{газ} + \text{нафтил}$. Данные топливные композиции являются экологически

безопасными и рассматриваются как перспективные для РДМТ. Газификация кислорода перед подачей в РДМТ необходима для обеспечения высоких динамических характеристик.

При разработке математической модели процессов в камере РДМТ на газожидкостных компонентах топлива приняты следующие основные допущения:

1. Рабочее тело представляет собой сплошную неоднородную многокомпонентную газовую среду, содержащую капли распыленного жидкого горючего.

2. Горение осуществляется в газовой фазе.

3. Температура испаряющейся капли одинакова во всем объеме капли.

4. Газовая среда включает в себя три вещества: «горючее» (в газовой фазе), «окислитель», «продукты сгорания». Все химические реакции сведены к одной необратимой брутто-реакции, описывающей стехиометрическое взаимодействие веществ «окислитель» и «горючее» с появлением вещества «продукты сгорания».

5. Газовая смесь находится в локальном термодинамическом равновесии.

Комментируя данные допущения, можно отметить, что модель горения капель жидкого горючего в газообразной окислительной среде, в которой выделяются стадии прогрева капель при допущении их объемной изотермичности, испарения и горения паров, широко применяются для подобных задач и дают удовлетворительные результаты [3]. Модель брутто-реакции является удобной, т.к. для сложной химической реакции теоретическая оценка суммарной скорости процесса затруднена вследствие недостатка точных значений кинетического механизма и констант скорости отдельных реакций. Для учета влияния на процессы реакций диссоциации и рекомбинации принята модель локального термодинамического равновесия рабочего тела, которая позволяет представлять состав как функцию состояния. В этом случае не имеет значения последовательность химических реакций при переходе к равновесию. Особенностью предложенной модели является то, что влияние на процессы реакций диссоциации и рекомбинации учтены через замыкающие зависимости от

температуры и давления молекулярной массы продуктов полного сгорания, горючего, окислителя, а также их «химически равновесных» теплоемкостей. Для этого предварительно осуществляется серия термодинамических расчетов равновесного состава веществ «горючее», «окислитель», «продукты полного сгорания» при различных давлениях и температурах.

Применяя для описания процессов в камере сгорания РДМТ на двухфазных компонентах топлива дискретно-траекторный метод Эйлера-Лагранжа [5], используя и основываясь на существующий задел в области моделирования процессов в камерах сгорания тепловых машин [3-6], получим систему уравнений сохранения, соответствующую принятым допущениям:

$$\frac{\partial(r_\alpha \rho)}{\partial t} + \nabla \cdot (r_\alpha \rho \mathbf{v}) = \Omega ; \quad (1)$$

$$\frac{\partial(r_\alpha \rho g_j)}{\partial t} + \nabla \cdot (r_\alpha \rho \mathbf{v} g_j) = \nabla \mathbf{J}_j - S_j ; \quad (2)$$

$$\frac{\partial(r_\alpha \rho \mathbf{v})}{\partial t} + \nabla \cdot (r_\alpha (\rho \mathbf{v} \otimes \mathbf{v} - \Pi)) = \Psi_v ; \quad (3)$$

$$\frac{\partial(r_\alpha \rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (r_\alpha (\rho \mathbf{v} E - \Pi \mathbf{v} + \mathbf{q})) = \Psi_E ; \quad (4)$$

$$m_{\text{жс}}^i \frac{d\mathbf{v}_{\text{жс}}^i}{dt} = \mathbf{P}_{\text{жс}}^i ; \quad (5)$$

$$\sum_{i=1}^N \left(m_{\text{жс}}^i c_p^{\text{жс}} \right) \frac{dT_{\text{жс}}}{dt} = Q_i ; \quad (6)$$

$$\frac{dm_{\text{жс}}^i}{dt} = -\dot{m}_{\text{исч}}^i ; \quad (7)$$

$$\mathbf{q} = -\lambda \nabla T + \sum_{i=1}^{N_k} \mathbf{J}_i h_i . \quad (8)$$

В данных уравнениях \mathbf{v} – вектор скорости газовой смеси, ρ – плотность газовой смеси, p – давление, r_α – доля объема, занимаемая газовой фазой, g_j – массовая доля j -го вещества в газовой смеси ($j \equiv \text{г, о, пс}$, где индекс г означает испарившееся горючее, о – окислитель, пс – продукты сгорания); Π – тензор напряжений поверхностных сил [3], $\dot{m}_{\text{исч}}^i$ – мгновенный массовый секундный расход паров от i -й капли, $m_{\text{жс}}^i$ – масса i -й капли, $E = c_v T$ – внутренняя энергия газовой фазы, T – температура газовой смеси, c_v –

изохорная теплоемкость газовой смеси, Ω , Ψ_v , Ψ_E – источники соответственно массы, импульса, энергии, обусловленные взаимодействием газовой фазы с каплями распыленного топлива. Q_i – количество теплоты, передаваемое к капле от газовой фазы в единицу времени:

$$Q_i = Q_c + Q_m + Q_R, \quad (9)$$

где составляющие Q_c и Q_R обусловлены соответственно конвективным и лучистым переносом; составляющая Q_m обусловлена уносом тепла от капли за счет фазового перехода

$$Q_M = -\sum_{i=1}^N m_{ucn}^i \cdot r, \quad (10)$$

где r – скрытая теплота фазового перехода горючего.

Диффузионный поток составляющей газовой смеси определяется как

$$J_j = -\rho D_j \nabla g_j, \quad (11)$$

где D_j – эффективный коэффициент диффузии, $j \equiv \text{г, о, пс}$.

Вектор результирующей силы, действующей на i -ю каплю, определяется как

$$P_{\text{жс}}^i = P_D + P_M + P_{VM} + P_p, \quad (12)$$

где P_D – сила аэродинамического сопротивления, P_M – сила Магнуса, P_{VM} – виртуальная массовая сила, обусловленная увеличением массы газовой фазы при ускорении капли; P_p – сила вследствие градиента давления. Значения P_D , P_M , P_{VM} , P_p определяются по зависимостям, приведенным в [6].

Источники в уравнениях (1), (3), (4) определяются следующим образом:

$$\Omega = \sum_{i=1}^N N_i \dot{m}_{ucn}^i; \quad (13)$$

$$\Psi_v = \sum_{i=1}^n N_i P_{\text{жс}}^i + \sum_{i=1}^n N_i \dot{m}_{ucn}^i v_i; \quad (14)$$

$$\Psi_E = \sum_{i=1}^n N_i (\dot{m}_{ucn}^i h_2^n - Q_i), \quad (15)$$

где h_2^n – энтальпия горючего в газовой фазе, N_i – число капель группы i в единице объема.

Источники в уравнениях типа (2):

$$S_2 = -M_2 v_2 R_2 + \Omega; \quad (16)$$

$$S_o = -M_o v_o R_2; \quad (17)$$

$$S_{nc} = M_{nc} v_{nc} R_2, \quad (18)$$

где M_2 , M_o , M_{nc} – соответственно молекулярные массы испарившегося горючего, окислителя, продуктов сгорания; $v_{\text{г}}$, v_o , $v_{\text{пс}}$ – стехиометрические коэффициенты соответственно горючего, окислителя и продуктов сгорания в уравнении брутто-реакции, $R_{\text{г}}$ – скорость горения, определяемая как меньшее значение из скорости перемешивания за счет турбулентных пульсаций (модель «диссипирующего вихря») и скорости химической реакции [6]:

$$R_2 = \min \left\{ \begin{array}{l} AB \frac{\varepsilon}{k} \min \left(\frac{Y_2}{v_2}, \frac{Y_o}{v_o} \right), \\ B \frac{\varepsilon Y_{nc}}{k v_{nc}}, \\ K \exp(E_a / (R_o T)) Y_2^{\vartheta_2} Y_o^{\vartheta_o} \end{array} \right. \quad (19)$$

В последнем выражении Y_2 , Y_o , Y_{nc} – соответственно мольные концентрации горючего, окислителя и продуктов сгорания, ϑ_2 , ϑ_o – эмпирические константы, K – предэкспоненциальный множитель в законе Аррениуса, k – кинетическая энергия турбулентных пульсаций, ε – скорость диссипации турбулентной энергии. Для случая горения этанола в кислородной среде [7]

$$K = 1,5 \cdot 10^{12} \left(\frac{\text{см}^3}{\text{моль}} \right)^{0,75} \frac{1}{\text{с}}; \quad \vartheta_2 = 0,15;$$

$$\vartheta_o = 1,6, \quad E = 30 \frac{\text{ккал}}{\text{моль}}.$$

Приведенная система дополняется уравнениями, соответствующими принятой модели турбулентности.

Учет вторичного дробления капель осуществляется согласно [6].

Расчетная область ограничивается внутренним объемом камеры и небольшим участком расширяющейся части сопла. В качестве граничных условий для газовой фазы на входных границах задаются значения массовых расходов, температур и интенсивности турбулентной пульсации, на выходной границе – значение давления. В граничном условии «стенка» задается универсальный логарифмический профиль скоростей в приграничной ячейке. Для дискретной фазы на входной границе задаются суммарный рас-

ход капель, температура, функция распределения капель по размерам.

При помощи пакета ANSYS CFX на кластере Infinity Южно-Уральского государственного университета по представленной математической модели проведены расчеты процессов в камере действующего двигателя тягой 200Н, работающего на композициях $O_2^{газ} + \text{этанол}$ и $O_2^{газ} + \text{нафтил}$. Расчеты проводились для композиции $O_2^{газ} + \text{этанол}$.

Принципиальная схема камеры двигателя приведена на рис. 1.

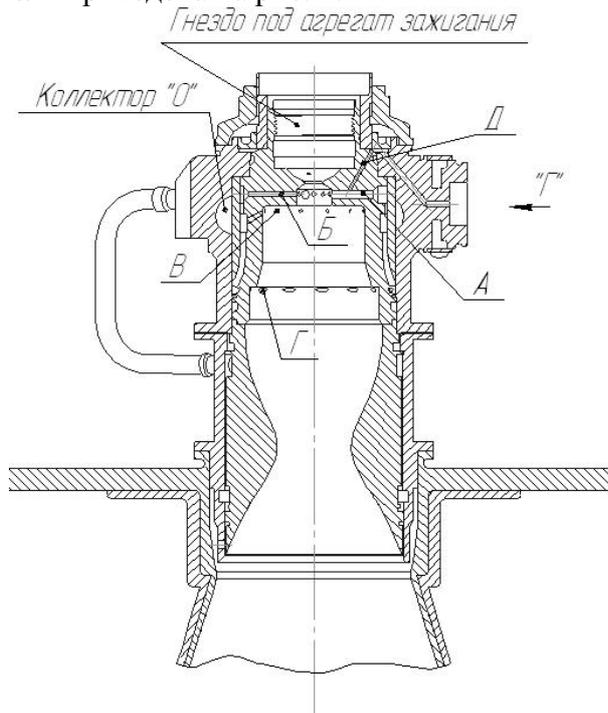


Рис. 1. Принципиальная схема камеры

Газообразный окислитель подается в камеру сгорания через радиальные струйные форсунки А и В и через 2 пояса завесы. Первый пояс завесы образуют радиальные отверстия В, направленные на огневое днище головки. Второй пояс завесы образуется тангенциальными отверстиями Г, расположенными на входе в дозвуковую часть сопла. Горючее через форсунки Д впрыскивается в струйные форсунки Б.

В расчетной модели форсунки Д отсутствуют, а на входе в форсунки А задается расход газообразного окислителя, содержащего капли горючего. Распределение капель по размерам задано функцией Розина-Раммлера.

На рис. 2–4 представлены результаты расчета.

Как видно из рис 2, в пристеночной области реализуется низкая температура. Это обусловлено тем, что кислород, увлекаемый обратными токами, создаваемыми ядром потока, движется в сторону огневого днища возле стенки, обеспечивая тем самым внутреннее охлаждение. Вблизи огневого днища этот кислород захватывается ядром, где участвует в горении. Линии тока, представленные на рис. 3, наглядно демонстрируют данный процесс.

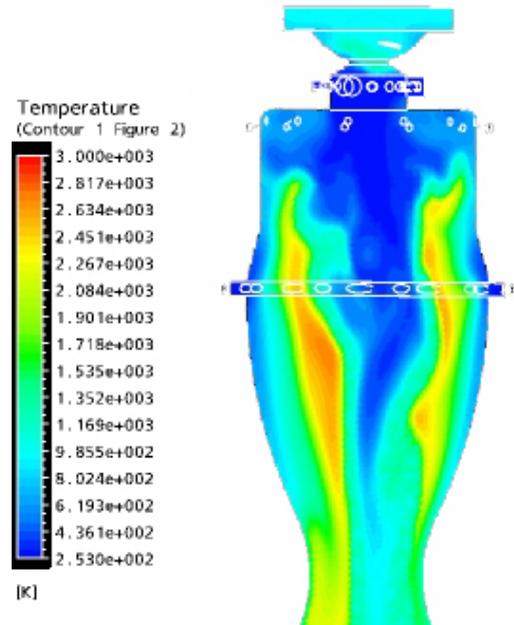


Рис. 2. Поле температур в камере

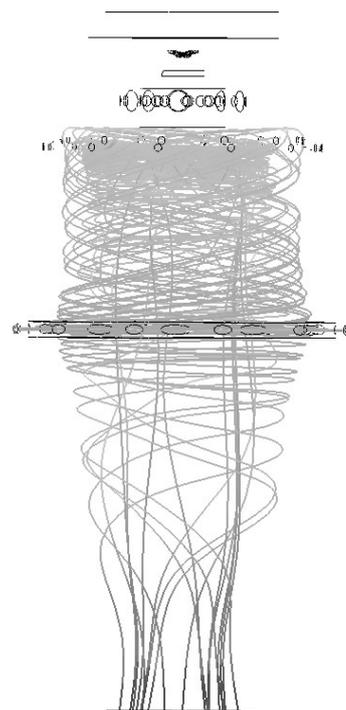


Рис. 3. Линии тока, выходящие из отверстий Г (см. рис. 1)

На рис. 4 показаны траектории движения каплей горючего.

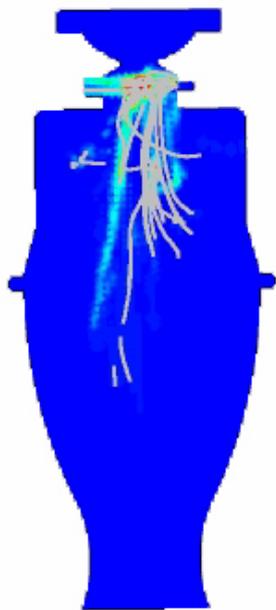


Рис. 4. Траектории каплей жидкого горючего

Судя по визуализации рабочего процесса, полученной в результате численного моделирования, можно заключить, что результаты расчета качественно совпадают с экспериментальными данными.

Результаты расчетов позволяют определить коэффициент расходного комплекса, который вычисляется как

$$\varphi_{\beta} = \frac{p_k F_{кр}}{G\beta'} [8] \quad (20)$$

либо

$$\varphi_{\beta} = \sqrt{1 - \frac{G_2^{вых}}{G_2^{ex}}} [1], \quad (21)$$

где $F_{кр}$ – площадь критического сечения сопла, G – суммарный массовый расход компонентов топлива, β' – теоретическое значение расходного комплекса для конкретного топлива (окислитель, горючее, соотношение компонентов топлива), G_2^{ex} – массовый расход горючего на входе в камеру, $G_2^{вых}$ – массовый расход несгоревшего горючего на выходе из камеры, p_k – давление в камере сгорания, определяемое по результатам расчета.

Значения φ_{β} , вычисленные по формулам (20) и (21) для различных расчетных моделей (различные расчетные сетки, моде-

ли турбулентности), составляют $\varphi_{\beta} = 0,83...0,87$, что удовлетворительно согласуется с экспериментальными данными.

Таким образом, результаты выполненной работы убедительно показывают возможность создания эффективной методики проектирования РДМТ на двухфазных компонентах на основе численного моделирования внутрикамерных процессов.

В продолжение работ исследуется влияние на результаты моделирования следующих факторов:

- размерности расчетной сетки;
- используемой модели турбулентности;
- используемой модели вторичного дробления каплей;
- закона распределения каплей по размерам в граничных условиях.

Библиографический список

1. Лапицкий, В.И. Математическое моделирование и экспериментальное исследование характеристик камеры сгорания ракетного двигателя малой тяги на метане и кислороде [Текст]: автореф. дис. ... канд. техн. наук / В.И. Лапицкий. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. –16 с.
2. Салич, В.Л. Результаты работ по созданию высокоэффективного ракетного двигателя малой тяги с компонентами топлива кислород-метан, кислород-водород [Текст] / В.Л. Салич // Тр. VIII Всерос. с междунар. участием науч.-техн. конференции «Авиакосмические технологии АКТ-2007». - Воронеж: ВГТУ, 2007. - С. 233 – 239.
3. Варнатц, Ю. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ [Текст] / Ю. Варнатц, У. Маас, Р. Диббл [и др.]; пер с англ. Г.Л. Агафонова; под ред. П.А. Власова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 352 с.
4. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование [Текст] / Е.В. Лебединский, Г.П. Калмыков, С.В. Мосолов [и др.]; под. ред. акад. РАН А.С. Коротева. – М.: Машиностроение, 2008. – 512 с.
5. Юн, А.А. Расчет и моделирование турбулентных течений с теплообменом, смешением, химическими реакциями и двухфаз-

ных течений в программном комплексе FASTEST-3D [Текст]: учеб. пособие / А.А Юн, Б.А. Крылов. – М.: Изд-во МАИ, 2007. – 116с.

6. ANSYS CFX-Solver, Release 10.0: Theory. – ANSYS Europe Ltd, 2005. – 266р.

7. Физико-химические процессы в газовой динамике. Т. 2: Физико-химическая кинети-

ка и термодинамика [Текст] / под ред. акад. Г.Г. Черного, С.А. Лосева. – М.: Научно-издательский центр механики, 2002. – 368с.

8. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей [Текст]: учебник для вузов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин; под ред. В.П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1989. – 464с.

THE NUMERICAL MODELLING OF PROCESSES IN COMBUSTION CHAMBERS OF LOW THRUST ROCKET ENGINES

© 2011 V. L. Salich

FSUE R&D Institute of Mechanical Engineering, Nizhnyaya Salda

The mathematical model of processes in combustion chambers of low thrust rocket engines with diphasic fuel compositions and results of calculations of the chamber of the engine with fuel composition gaseous oxygen / ethanol are presented.

Low thrust rocket engine, combustion chamber, numerical modeling.

Информация об авторах

Салич Василий Леонидович, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник отдела перспективных разработок Научно-исследовательского института машиностроения, г. Нижняя Салда. Тел.: (34345) 36-246. E-mail: salich_vas@mail.ru, niimash@list.ru. Область научных интересов: исследование теплофизических процессов в ракетных двигателях и энергетических установках, математическое моделирование внутрикамерных процессов.

Salich Vasily Leonidovich, candidate of technical Science, leading research engineer, Head of research division for advanced developments of R&D Institute of Mechanical Engineering, Nizhnyaya Salda. Phone: (34345) 36-246. E-mail: salich_vas@mail.ru, niimash@list.ru. Area of research: thermophysic processes in rocket engines and powerplants, mathematical simulations of combustion chamber processes.